某型电动飞机气动特性数值模拟与风洞实验

张钧尧[1],佟刚[1],李亚东[1,2],王锋[1],周国庆[1]

(1.沈阳航空航天大学辽宁通用航空重点实验室,110136 沈阳;2.沈阳飞机设计研究所飞行控制部,110035 沈阳)

摘　要:为了验证某型大展弦比电动飞机气动设计的合理性以及为飞行性能及品质计算提供数据,采用有限体积法离散求解三维可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程,并选用 Spalart-Allmaras 湍流模型对该电动飞机流场进行 CFD 数值模拟。结果表明,该型电动飞机气动设计合理,巡航速度升阻比最高可达 23,具有较高气动效率;通过 CFD 数值模拟得到了全机升力系数、阻力系数和升阻比。为了验证 CFD 计算结果,对该型电动飞机进行了缩比模型风洞实验,结果显示,CFD 数值模拟法计算结果与风洞实验结果高度吻合,说明 CFD 计算结果准确。该方法可为大展弦比电动飞机气动设计提供指导。

关键词:电动飞机;气动特性;CFD 数值模拟;风洞实验;升阻比

中图分类号:V211.74;V221^{+}.3　**文献标志码:**A

Aerodynamic characteristics numerical simulation and wind tunnel test of a certain electric powered aircraft

ZHANG Junyao[1],TONG Gang[1],LI Yadong[1,2],WANG Feng[1],ZHOU Guoqing[1]

(1. Liaoning Key Laboratory of General Aviation,Shenyang Aerospace University,110136 Shenyang,China;
2. Flight Control Department,Shenyang Aircraft Design Institute,110035 Shenyang,China)

Abstract: In order to verify the rationality of the aerodynamic design of a large aspect ratio electric aircraft and provide data for the calculation of flight performance and quality,the finite volume method is used to discretely solve the three-dimensional compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equation and the Spalart-Allmaras turbulence model is selected for this electric aircraft. CFD numerical simulation of aircraft flow field. The results show that the aerodynamic design of this type of electric aircraft is reasonable,the lift-drag ratio at cruising speed can reach up to 23,and it has high aerodynamic efficiency;the lift coefficient,drag coefficient and lift-drag ratio of the whole aircraft are obtained through CFD numerical simulation. In order to verify the CFD calculation results,a scaled model wind tunnel experiment was carried out for this electric aircraft. The results show that the CFD numerical simulation method results are highly consistent with the wind tunnel experimental results,indicating that the CFD calculation results are accurate. This method can provide guidance for the aerodynamic design of large aspect ratio electric aircraft.

Key words:electric aircraft;aerodynamic characteristics;CFD numerical simulation;wind tunnel experiment;lift-drag ratio

---

收稿日期:2021-09-29　　**修回日期:**2021-12-30

基金项目:航空科学基金资助项目(No. 201732540006);辽宁省教育厅项目(No. L201622);辽宁省自然科学基金指导计划资助项目(No. 20180550824);沈阳市科学技术计划资助项目(No. F16-205-07);辽宁省科学技术基金资助项目(No. 2017054706)

通信作者:佟刚,教授。E-mail:tongren6666@163.com

引用格式:张钧尧,佟刚,李亚东,等. 某型电动飞机气动特性数值模拟与风洞实验[J]. 应用力学学报,2022,39(4):650-656.

ZHANG Junyao,TONG Gang,LI Yadong,et al. Aerodynamic characteristics numerical simulation and wind tunnel test of a certain electric powered aircraft[J]. Chinese journal of applied mechanics,2022,39(4):650-656.

从飞机诞生以来，人类出行的交通方式就发生了翻天覆地的变化[1]。飞机在为人类带来便利的同时，也对生态环境造成了一定的负面影响。西方发达国家要求发展绿色航空，降低飞机使用时对环境的污染，其中美国航空航天局（NASA）提出了一系列技术方案并展开相关研究。中国航空工业集团也坚持发展环境友好型航空战略。这些策略能一定程度上缓解环境压力，但无法从根本解决问题，而新能源电动飞机的问世为解决环境问题提供了可能[2]。

目前电动飞机正处于起步阶段，受到电池技术制约，目前已经问世的电动飞机主要为四座以下的小型通用飞机。同时，续航时间与航程短往往是限制电动飞机广泛使用的主要原因。提升续航时间与航程的直接方法无外乎是提高气动效率、提高动力系统效率和使用轻质复合材料降低飞机重量[3]。而提升气动效率无疑是最重要的。因此电动飞机气动布局和气动参数计算就成为电动飞机研制的关键技术。目前，气动参数获取主要有 3 种途径：CFD 数值模拟、风洞试验以及气动参数辨识试验。

国外学者对飞机气动参数的获取展开了一系列研究。Suresh 等[4]为了提高气动效率介绍了一种非平面机翼“C-Wing”，并使用 CFD 数值模拟法研究了该机翼的空气动力学性能。Boelens[5]针对 X-31 战斗机使用 CFD 数值模拟法计算了其气动性能，并与风洞试验数据进行了对比。Bitencourt 等[6]基于 CFD 数值模拟法研究了飞机的气动性能和飞行稳定性。Owens 等[7]在 NASA 的兰利研究中心使用低速风洞开展自由飞实验技术研究，并使用动态测试技术，获得飞行器气动特性。Chowdhary 等[8]采用 3 种递推参数估计算法对两架飞机实际飞行数据气动参数估计，并对比了 3 种递推参数估计算法的准确性。Lichota 等[9]根据飞行数据记录器存储的参数，在 MATLAB 中通过极大似然法对飞机动导数进行识别，研究了初始值对结果的影响。

国内学者对于飞机气动参数获取也开展了一系列的研究工作。卫海粟等[10]针对某轻型通用飞机使用 CFD 数值模拟法研究了外挂吊舱后飞机的气动参数。薛帮猛等[11]利用超级计算机求解了雷诺平均 N-S 方程，计算并评估了大量飞行器气动外形方案并对机翼进行了多目标优化设计。张顺等[12]使用 CFD 方法研究了螺旋桨滑流效应对新舟 60 运输机气动特性的影响，通过对比实验结果验证了该数值模拟方法的准确性。岑飞等[13]在大型低速风洞中建立了试验系统，开展了稳态飞行和大迎角飞行等自由飞试验，并将实验结果与仿真结果进行了对比。周林等[14]以某型民用运输机为研究对象，开展了高低速变雷诺数风洞试验，得到了雷诺数对大展弦比运输机气动特性的影响规律。简兆圣等[15]建立了某飞机刚体运动的六自由度非线性动力学模型，使用拆分进化算法辨识该型飞机的纵向气动力参数，并与最小二乘法、普通粒子群算法的辨识结果进行了对比。宋屹[16]针对稳态控制状态下的有控飞行器，采用极大似然估计等统计方法计算姿态信息，利用气动特性的先验知识和有约束最小二乘估值的方法进行了气动参数辨识。

虽然国内外在电动飞机研制方面取得了一定成果，但都偏向于工程应用。为了弥补电动飞机电池在续航时间和航程上的不足，常常采用大展弦比机翼以提高升阻比，这使得电动飞机在气动布局方面与油动飞机存在一定差异。而上述文献的研究对象都是油动飞机，国内外很少有针对大展弦比电动飞机整机气动性能分析与电动飞机风洞实验的文章。本研究以某型大展弦比电动飞机为研究对象，基于雷诺平均 Navier-stokes 方程和 Spalart-Allmaras 湍流模型对飞机进行 CFD 数值模拟。为了验证数值模拟的准确性，在中航工业气动院对飞机进行缩比模型风洞试验。通过 CFD 数值模拟与风洞试验结果对比，验证了本研究方法的准确性。

1 研究对象

某型大展弦比电动飞机实体如图 1 所示。飞机为单一构型，飞行过程中起落架不收起。电动飞机具体参数如表 1 所示。



图 1　电动飞机实体[17]

Fig. 1　Electric aircraft[17]

表 1　电动飞机主要参数

Tab. 1　Main parameters of electric aircraft

参数	数值
起飞重量/kg	500
机翼参考面积/m^2	12
平均气动弦长/m	0.868
翼展/m	14.5
展弦比	17.5
质心位置	30% MAC

2　整机无动力 CFD 数值模拟

基于 Workbench 软件中的 Fluent 模块，采用有限体积法离散求解三维可压雷诺平均 Navier-stokes 方程，扩散项采用中心差分格式，对流项采用二阶迎风格式，时间差分格式采用时间隐式格式。数值模拟时采用风洞雷诺数进行计算。

2.1　控制方程与湍流模型

2.1.1　控制方程

本研究数值模拟采用有限体积法离散求解三维可压雷诺平均 Navier-stokes 方程[18]。

连续性方程（质量守恒方程）的微分形式方程整理后如下。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \tag{1}$$

式中：ρ 为空气密度；u_i 为 i 方向的速度分量；x_i 为在 i 方向的位移。

加入由黏性引起的剪应力项运动方程（动量守恒方程）的微分形式方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

式中：p 为流体压力；u_j 为 j 方向的速度分量；τ_{ij} 为剪应力张量。

能量方程（能量守恒方程）的微分形式方程整理后如下。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho H) + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j \rho H) = \frac{\partial}{\partial x_j}(-u_j p + u_i \tau_{ij} - q_i) \tag{3}$$

式中：H 为总焓；q_i 为 i 方向上的热通量。

2.1.2　湍流模型

飞机流场数值模拟精度很大程度上取决于湍流模型的选择。Spalart-Allmaras 湍流模型是根据经验和量纲分析得到的单一运输方程模型，对于解决复杂边界层的绕流问题效果很好[19]。相对于两运输方程模型，计算量小、稳定性高，因此选用 Spalart-Allmaras 湍流模型进行流场求解。

Spalart-Allmaras 模型使用一个关于湍流运动黏性系数 $\tilde{\nu}$ 的方程使方程组封闭，即

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{\nu j} \tag{4}$$

式中：$f_{\nu j}$ 为阻尼系数；$\tilde{\nu}$ 为湍流运动黏性系数。

Spalart-Allmaras 湍流模型运输方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) = G_\nu + D_\nu - Y_\nu \tag{5}$$

式中：G_ν、D_ν、Y_ν 分别为湍流黏性生成项、黏性扩散项和黏性耗散项。各个系数的由来如下。

$$\begin{cases} G_\nu = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \\ D_\nu = \dfrac{1}{\sigma \tilde{\nu}} \left[\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left((\mu + \rho \nu) \dfrac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \left(\dfrac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] \\ Y_\nu = C_{\omega 1} \rho f_\omega \left(\dfrac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \end{cases} \tag{6}$$

上式中出现的相关模型函数如下。

$$\begin{cases} f_{\nu 1} = \dfrac{\chi^3}{\chi^3 + C_{\nu 1}^3}, \chi = \dfrac{\tilde{\nu}}{\nu} \\ \tilde{S} = S + \dfrac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{\nu 2}, \ f_{\nu 2} = 1 - \dfrac{\chi}{1 + \chi f_{\nu 1}} \\ \Omega_{ij} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial u_i}{\partial x_i} - \dfrac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \ f_\omega = g \left[\dfrac{1 + C_{\omega 3}^6}{g^6 + C_{\omega 3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \\ g = r + C_{\omega 2}(r^6 - r), r = \dfrac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2} \end{cases} \tag{7}$$

上式中出现的模型常数如下[20]。

$$C_{b1} = 0.1335,\ C_{b2} = 0.622,\ \sigma_{\tilde{\nu}} = 2/3,$$
$$C_{\nu 1} = 7.1,\ C_{\omega 1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma_{\tilde{\nu}}},\ C_{\omega 2} = 0.3,$$
$$C_{\omega 3} = 2.0,\ \kappa = 0.4187 \tag{8}$$

2.2　计算网格

精确度和求解时间是计算流体动力学（CFD）仿真中的关键问题，这 2 个问题都高度依赖网格特点，需要不同类型的网格划分元素来求解各种几何形状和流态。对网格进行反复划分，采用多种网格划分方案，经过多次初步试算以及网格无关性计算后，将本算例中模型体网格设置为 Poly-Hexcore 形式，即在远离飞机模型处使用六面体网格，在靠近飞机模型处使用多面体网格过渡。Poly-Hexcore 网格

形式如图 2 所示。相对于传统的四面体非结构网格,Poly-Hexcore 不仅在网格划分时能节省大量时间,计算时间也能减少 1/5。

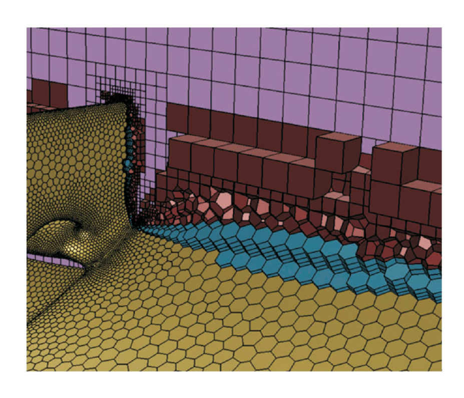


图 2　Poly-Hexcore 网格形式

Fig. 2　Poly-Hexcore grid form

对机翼与尾翼部分网格进行加密处理。飞机面网格最小尺寸为 0.5 mm,最大尺寸为 50 mm,流场域网格最大尺寸为 4 000 mm。为了减少计算网格采用半模进行计算,围绕飞机半模建立一个长方体网格计算域,长方体计算域长为 175 m,宽为 55 m,高为 100 m。半模网格数量为 994 969。为了便于展示,对网格模型进行对称处理,全模飞机面网格如图 3 所示,流场域网格如图 4 所示。

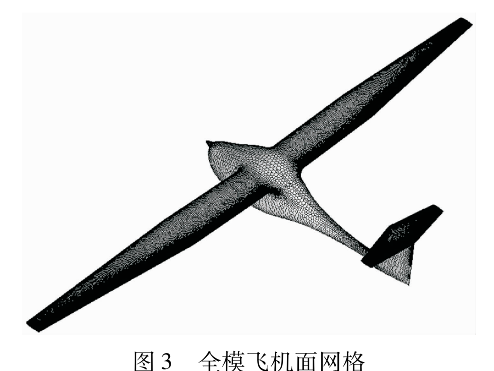


图 3　全模飞机面网格

Fig. 3　Full model airplane surface mesh

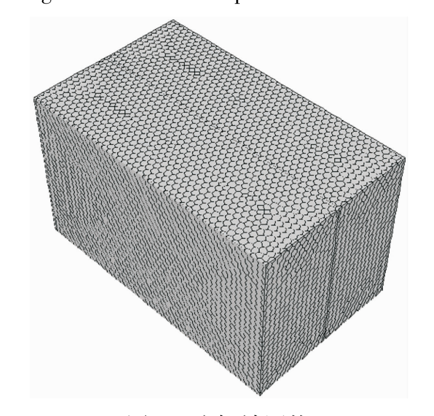


图 4　流场域网格

Fig. 4　Flow field mesh

2.3　计算状态

对整机在以下条件进行数值模拟,风速为 V = 30 m/s,飞机迎角为 －4°、－2°、0°、2°、4°、6°、8°、10°、12°、14°、16°。

2.4　数值模拟结果分析

为了更好地分析该电动飞机的气动特性,数值模拟结果分析主要从 2 个方面展开:电动飞机全机气动特性和机翼表面压力分布。

2.4.1　电动飞机全机气动特性

压力云图以风速为 30 m/s,迎角为 0°条件下的整机流场数值模拟为例。由图 5 中可以看出,机头、机翼前缘和尾翼前缘压力较大,在机翼上表面出现明显的负压区,最大负压区出现在机翼翼根处。由于该电动飞机机翼剖面形状上突下平,流过上翼面的气流流速大于下翼面,因此上翼面的压力小于下翼面,上下翼面压差提供升力。

CFD 数值模拟得到的全机升力系数、阻力系数和升阻比结果在第 4 章数值模拟结果与风洞试验结果对比中详细给出。

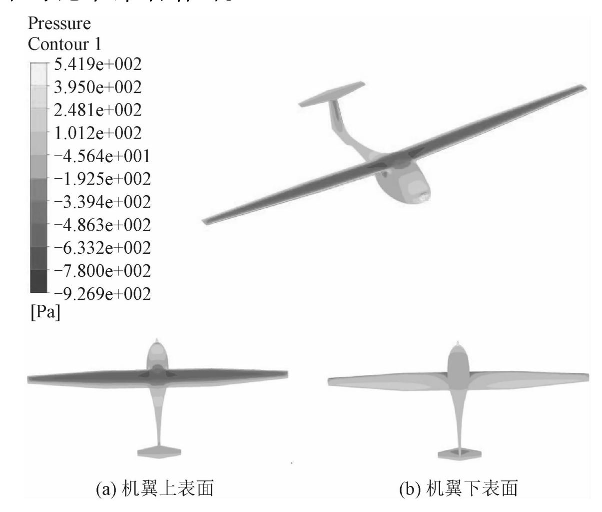


图 5　压力云图

Fig. 5　Machine pressure cloud chart

2.4.2　机翼压力分布

为了进一步研究大展弦比电动飞机的气动特性,选取风速为 30 m/s,迎角为 0°条件下的机翼作为研究对象,分析距离翼根 25%、50% 及 75% 翼展位置剖面的压力分布,具体位置如图 6 所示。

图 7 给出了上述位置机翼剖面的压力分布,横坐标表示压力监测点在风轴系 x 轴上的位置。如图 7 所示,机翼前缘处压力最大,前 2/3 机翼上下翼面

压差较大,后 1/3 机翼上下翼面压差较小。从电动飞机流场的云图及机翼压力分布信息来看,CFD 数值模拟的电动飞机流场符合实际状况。

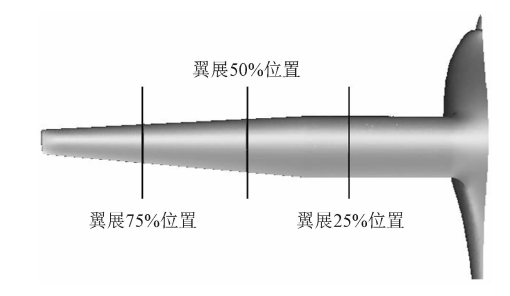


图 6　机翼剖面压力分布位置示意图



Fig. 6　Airfoil profile pressure distribution position

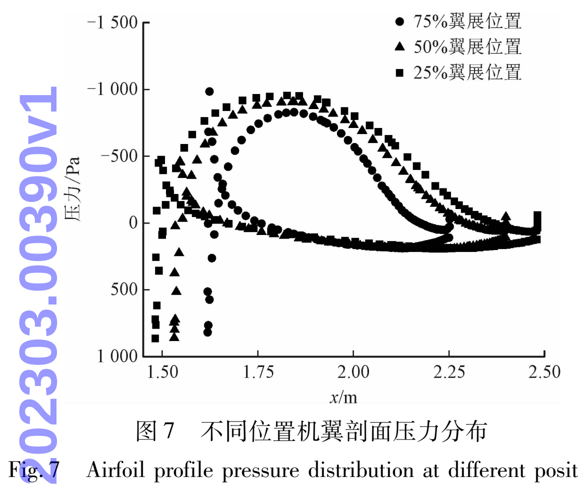


图 7　不同位置机翼剖面压力分布

Fig. 7　Airfoil profile pressure distribution at different positions

3　整机无动力风洞试验

无动力低速风洞试验在中航工业气动院 FL-8 风洞中完成。试验的目的是研究飞机气动力的基本特性,确定气动布局的设计方向,并为飞行性能及品质计算提供数据输入。

3.1　实验方法

根据试验大纲要求安装支杆、天平、电机及整流罩,然后固定飞机缩比模型,根据试验内容进行试验。在实验过程中通过一种低速风洞固定转捩带实现强制转捩。模型缩比为原型机的 1/6。记录测量天平输出的升力、阻力等信号。对结果数据进行了堵塞修正。

3.2　实验设备

3.2.1　风洞

实验在中航工业气动院 FL-8 风洞中完成,FL-8 是一座单回路扁八角形低速风洞,试验段风洞横截面面积为 3.5 m×2.5 m,有效截面积为 7.685 m^2,实验段长度为 5.5 m,风洞中风速最高可达到 72 m/s。试验段平均紊流度为 0.15%,场系数为 1.003 2。实际风洞及飞机缩比模型安装如图 8 所示。



图 8　风洞及飞机缩比模型安装

Fig. 8　Wind tunnel and aircraft scale model installation

3.2.2　测力天平

试验天平为内式六分量小载荷电阻应变片天平。

3.2.3　控制系统

迎角控制系统采用日本松下伺服电机位置控制方式,通过迎角传感器实时控制改变模型的迎角。这套系统迎角控制精确,角度重复精度达到 ±1′,克服了由于支撑系统的弹性变化而带来的角度误差,保证了飞机在风洞试验中的精度要求。

3.3　试验结果

试验结果在第 4 章数值模拟与风洞试验对比中给出。

4　数值模拟与风洞试验结果对比

数值模拟计算采用风洞雷诺数进行计算。

风洞试验测得来流为 30 m/s 时不同迎角下的升力系数、阻力系数以及升阻比结果与数值仿真结果的对比情况如图 9 ~ 图 11 所示。

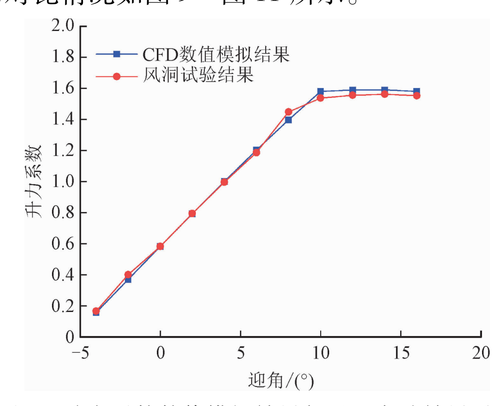


图 9　升力系数数值模拟结果与风洞实验结果对比

Fig. 9　Comparison of lift coefficient numerical simulation results with wind tunnel test results

由图 9 可知,CFD 数值模拟得到的飞机升力系数与风洞试验测得的飞机升力系数在迎角较小时保持相当高的一致性。随着迎角增大到飞机失速迎角后,实验测得的升力系数略小于 CFD 数值模拟结果。整体来看 CFD 数值模拟电动飞机升力系数结果与风洞实验结果高度吻合,最大误差小于 5%。

由图 10 可知,CFD 数值模拟得到的飞机阻力系数与风洞试验测得的飞机阻力系数保持较高的一致性。随着迎角增大到失速迎角附近时,实验测得的阻力系数便略大于 CFD 数值模拟得到的阻力系数。最大误差出现在迎角 16°时,最大误差约为 15%。误差的产生可能是风洞实验时为了模拟实际飞行中的转捩位置,将转捩带布置在机翼前缘附近。随着迎角的变化,转捩带上的斜坡型或钻石型粗糙颗粒与来流的角度发生变化,加大了局部流动,带来额外的局部阻力。

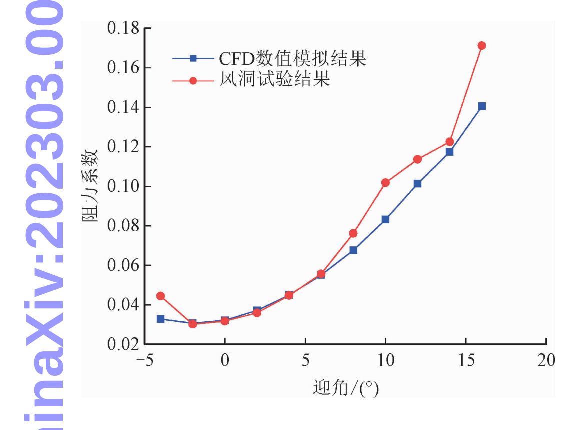


图 10 阻力系数数值模拟结果与风洞实验结果对比

Fig. 10 Comparison of drag coefficient numerical simulation results with wind tunnel test results

由图 11 可知,CFD 数值模拟得到的飞机升阻比与风洞试验测得的飞机升阻比在迎角较小时保持相当高的一致性。在迎角接近失速迎角时,由于实验得到的阻力力系数大于 CFD 数值模拟的结果,因此升阻比在大迎角时存在一定差距。升阻比的最大误差出现在迎角为 10°时,最大误差约为 20%。通过数值模拟与风洞试验对比可知,飞机在巡航速度下的最大升阻比可达到 23,最大升阻比对应的迎角约为 4°。一般而言,最合理的有利迎角应接近 0°,因为迎角为 0°时飞机对应的阻力系数也相对较小。初步分析有利迎角为 4°的原因可能是机翼安装角设置偏小导致,可尝试适当增大机翼安装角。

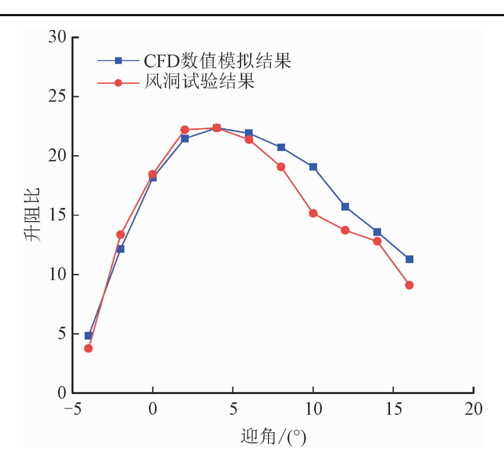


图 11 升阻比数值模拟结果与风洞实验结果对比

Fig. 11 Comparison of numerical simulation results of lift-to-drag ratio with wind tunnel test results

5 结 论

本研究分析了某电动飞机的气动特性并与风洞实验进行对比验证,可得出以下结论。

1) 相对于传统结构网格,使用 Poly-Hexcore 网格可以节约大量的网格生成时间同时还能减少 1/5 的计算时间,通过与风洞试验结果对比计算精度也足够准确。在未来,Poly-Hexcore 网格有望得到广泛应用。

2) 本研究采用有限体积法离散求解雷诺平均 Navier-stokes 方程并选用 Spalart-Allmaras 湍流模型对某电动飞机流场进行数值模拟,从电动飞机流场的云图及机翼压力分布信息来看,本研究使用的 CFD 数值模拟方法可以较为准确地反映飞机流场的流动状况。从数值模拟结果与实验结果对比来看,CFD 数值模拟具有较高的准确性,数值模拟得到的升力系数与风洞试验的最大误差小于 5%,阻力系数误差相对偏大,最大误差小于 15%。

3) 该型大展弦比电动飞机气动设计有较高的合理性,升阻比最高可达 23,具有较高的气动效率。

参考文献:

[1] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报,2021,42(3):13-29.
HUANG Jun. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2021,43(3):13-29(in Chinese).

[2] 黄俊,杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报,2016,37(1):57-68.
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of elec-

tric aircraft with new energies[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2016,37(1):57-68(in Chinese).

[3] 刘远强,项松,佟刚,等. 某电动飞机螺旋桨气动特性数值模拟与风洞试验[J]. 飞行力学,2017,35(3):81-84.
LIU Yuanqiang, XIANG Song, TONG Gang, et al. Aerodynamic characteristics numerical simulation and wind tunnel test of an electric powered aircraft propeller[J]. Flight dynamics,2017,35(3):81-84(in Chinese).

[4] SURESH C, RAMESH K, PARAMAGURU V. Aerodynamic performance analysis of a non-planar C-wing using CFD-sciencedirect[J]. Aerospaceence & technology,2015,40:56-61.

[5] BOELENS O J. CFD analysis of the flow around the X-31 aircraft at high angle of attack[J]. Aerospace science & technology,2012,20(1):38-51.

[6] BITENCOURT L O, POGORELSKI G, FREITAS R M D, et al. A CFD-based analysis of the 14-Bis aircraft aerodynamics and stability[J]. Journal of aerospace technology & management, 2011, 3(2):137-146.

[7] OWENS B, BRANDON J, CROOM M, et al. Overview of dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC[C]// Proceedings of 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. San Francisco:AIAA,2006.

[8] CHOWDHARY G, JATEGAONKAR R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter[J]. Aerospace science and technology, 2010, 14(2):106-117.

[9] LICHOTA P, LASEK M. Maximum likelihood estimation for identification of aircraft aerodynamic derivatives[J]. Archive of mechanical engineering,2013,60(2):219-230.

[10] 卫海粟,李杰,王正任. 轻型通用飞机外挂吊舱对气动特性影响研究[J]. 航空工程进展,2017,8(4):450-456.
WEI Haisu, LI Jie, WANG Zhengren. Research on the influence of external pods on the aerodynamic characteristics of a light general aircraft[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2017,8(4):450-456(in Chinese).

[11] 薛帮猛,张文升,张志雄. 民机飞发集成构型中机翼多目标优化设计[J]. 空气动力学学报,2018,36(6):941-948.
XUE Bangmeng, ZHANG Wensheng, ZHANG Zhixiong. Multi-objective wing optimization of civil aircrafts in engine-aircraft integration configuration[J]. Acta aerodynamica Sinica, 2018, 36(6):941-948(in Chinese).

[12] 张顺,郭少楠,庞辰,等. 螺旋桨滑流对飞行器气动特性的影响机理研究[J]. 应用力学学报,2017,34(4):685-690.
ZHANG Shun, GUO Shaonan, PANG Chen, et al. The mechanism research of the effects of slip flow effects on aircrafts with propeller[J]. Chinese journal of applied mechanics,2017,34(4):685-690 (in Chinese).

[13] 岑飞,聂博文,刘志涛,等. 低速风洞带动力模型自由飞试验[J]. 航空学报,2017,38(10):59-71.
CEN Fei, NIE Bowen, LIU Zhitao, et al. Low speed wind tunnel free-flight test of powered sub-scale aircraft[J]. Acta aeronautical et astronautica Sinica,2017,38(10):59-71(in Chinese).

[14] 周林,杨钊,李杰. 雷诺数对运输类飞机气动特性影响的试验研究[J]. 应用力学学报,2019,36(4):966-970.
ZHOU Lin, YANG Zhao, LI Jie. Experimental investigation on the influence of Reynolds number on aerodynamic characteristics of transport aircraft[J]. Chinese journal of applied mechanics,2019, 36(4):966-970(in Chinese).

[15] 简兆圣,艾剑良. 差分进化算法在气动力参数辨识中的应用[J]. 复旦学报(自然科学版),2017,56(5):545-550.
JIAN Zhaosheng, AI Jianliang. Application of differential evolution algorithm for aerodynamic parameter identification[J]. Journal of Fudan University (natural science), 2017, 56(5): 545-550 (in Chinese).

[16] 宋屹. 采用有约束最小二乘辨识飞行器气动参数[J]. 导弹与航天运载技术,2014,42(2):1-4.
SONG Yi. Aerodynamic parameters identification of controlled flight vehicle based on constrained least squares method[J]. Missiles and space vehicles,2014,42(2):1-4(in Chinese).

[17] 张钧尧,佟刚,李亚东,等. 某型电动飞机起飞加速特性分析与仿真模型修正[J]. 航空工程进展,2021,12(2):98-105.
ZHANG Junyao, TONG Gang, LI Yadong, et al. Analysis of take off acceleration characteristics and simulation model modification of a certain electric aircraft[J]. Advances in aeronautical science and engineering,2021,12(2):98-105(in Chinese).

[18] 侯硕,曹义华. 基于雷诺平均 Navier-Stokes 方程的表面传热系数计算[J]. 航空动力学报,2015,30(6):1319-1327.
HOU Shuo, CAO Yihua. Calculation of surface heat transfer coefficient based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equations[J]. Journal of aerospace power, 2015, 30(6): 1319-1327 (in Chinese).

[19] 钱炜祺,周宇,陈江涛. SA—方程湍流模型参数影响分析与辨识[J]. 航空工程进展,2015,6(1):46-51.
QIAN Weiqi, ZHOU Yu, CHEN Jiangtao. Parameter influence analysis and identification of SA one-equation turbulence model[J]. Advances in aeronautical science and engineering,2015,6(1)46-51(in Chinese).

[20] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[C]//Proceedings of 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Washington D C:American Institute of Aeronautics and Astronautics,Inc.,1992.

（编辑　黄崇亚）